

ESTUDIO PARA ADAPTACIÓN DE UN SISTEMA DE PROTECCIÓN DE FUEGO
EN EL MOTOR PRATT & WHITNEY PT6A-114A DEL CESSNA 208B

WALTHER STEVEN LOZANO GUZMÁN

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTA DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2014

ESTUDIO PARA ADAPTACIÓN DE UN SISTEMA DE PROTECCIÓN DE FUEGO
EN EL MOTOR PRATT & WHITNEY PT6A-114A DEL CESSNA 208B

WALTHER STEVEN LOZANO GUZMÁN

Trabajo de grado para optar por el título de ingeniero aeronáutico

DIRECTOR DEL PROYECTO
INGENIERO JESUS ALBERTO BARON

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTA DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2014

Nota de aceptación

FIRMA DEL PRESIDENTE DEL JURADO.

FIRMA DEL JURADO.

FIRMA DEL JURADO.

Bogotá D.C, 10 de Marzo de 2014

Dedicatoria

Este trabajo se lo dedico con amor
A mi hermosa familia que siempre me
Han brindado su apoyo incondicional
Y siempre tuvieron fe en mí, a la familia
Reyes Alfonso por el apoyo en momentos
Difíciles y a mis grandes amigos por su
Buena energía.

AGRADECIMIENTOS

En primer lugar doy gracias a Dios por darme la capacidad intelectual, sabiduría y entendimiento para afrontar este gran reto. Con todo el amor del mundo quisiera agradecer a mis padres, abuelos, hermanos y tíos quienes creyeron en mi capacidad y me apoyaron en cada momento para alcanzar todas mis metas, agradezco a mi madre Diana Guzmán por confiar en mí, por darme ese amor que fue la base para afrontar cada reto y formar el ser humano que soy, a mi padre Walther Lozano por exigirme cada vez más para mostrarme que los logros en la vida se dan con esfuerzo. A mis hermanos que son el motor de mi vida y que me impulsan a seguir adelante, a mis abuelos que con el más puro amor y esfuerzo me apoyaron desde lejos aconsejándome en cada llamada, a mis tíos que con sus consejos de la vida trataron que guiarme para que no me equivocara en mi camino, a Paola Reyes que me acompañó en estos momentos apoyándome y brindándome su tiempo para ayudarme a culminar esta etapa profesional aportando bellos momentos en mi vida y a su familia por ayudarme en duros momentos de mi camino, a mis grandes amigos que de lejos o cerca siempre me dieron una voz de aliento y creyeron que yo lo lograría.

De la mejor manera agradezco al Ing. Jesus Alberto Baron, quien como director del proyecto brindo su apoyo y conocimiento en cada momento, agradezco por su dedicación para culminar de la mejor manera este proyecto y a los demás ingenieros que brindaron un poco de su tiempo para aportar su conocimiento en mi vida. Y por último pero no menos importante agradezco a la fundación tejido humano, Corporación matamoros, Fundación Mario santo domingo por el apoyo económico y el acompañamiento que hicieron durante el transcurso de mi carrera, ya que gracias a ustedes he cumplido mi sueño de ser INGENIERO AERONAUTICO.

CONTENIDO

Pág.

| | |
|--|----|
| 1. INTRODUCCIÓN..... | 15 |
| 2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA | 16 |
| 3. JUSTIFICACIÓN | 17 |
| 4. OBJETIVOS | 18 |
| 4.1. OBJETIVO GENERAL..... | 18 |
| 4.2. OBJETIVOS ESPECIFICO..... | 18 |
| 5. METODOLOGIA DE LA INVESTIGACIÓN..... | 19 |
| 5.1. TIPO DE INVESTIGACIÓN | 19 |
| 5.2. ETAPAS DE METODOLOGIA..... | 19 |
| 6. MARCO DE REFERENCIA | 20 |
| 6.1. MARCO CONCEPTUAL..... | 20 |
| 6.1.1. Especificaciones técnicas..... | 20 |
| 6.1.2. Limitaciones de la aeronave | 21 |
| 6.1.2.1. Limitaciones de velocidad aerodinámica | 21 |
| 6.1.2.2. Limitaciones de la planta de energía y Límites de funcionamiento del motor | 22 |
| 6.1.2.3. Limitaciones de combustible | 23 |
| 6.1.3. Motor Pratt & Whitney PT6A-114A..... | 23 |
| 6.1.3.1. Funcionamiento del motor | 23 |
| 6.1.3.2. Controles del motor..... | 25 |
| 6.1.3.3. Palanca de poder | 25 |

| | | |
|----------|--|----|
| 6.1.3.4. | Componentes típicos del motor | |
| | Motor Pratt y Whitney PT6A-114A..... | 27 |
| 6.2. | Marco historico | 28 |
| 7. | SISTEMA DE PROTECCIÓN DE FUEGO | 29 |
| 7.1. | Operación de detección y sistema de protección | 29 |
| 7.2. | Detección del fuego..... | 30 |
| 7.2.1. | Sistema de detección | 30 |
| 7.2.2. | Sistema extintor..... | 33 |
| 8. | ASPECTOS DE DISEÑO | 36 |
| 8.1. | PLANOS | 36 |
| 9. | REQUERIMIENTOS LEGALES..... | 41 |
| 10. | CONCLUSIONES..... | 46 |
| 11. | RECOMENDACIONES | 47 |
| | INFOGRACIA..... | 48 |

LISTA DE TABLAS

Pág.

| | |
|---|----|
| - Tabla 1. Limitaciones de velocidad Aerodinámica | 21 |
| - Tabla 2. Limitaciones de la planta de energía Y límites de funcionamiento del moto | 22 |
| - Tabla 3. Limitaciones de combustible | 23 |
| - Tabla 4. Características del motor Según su tamaño..... | 26 |
| - Tabla 5. Descripción de termocuplas metálicas..... | 31 |

LISTA DE GRÁFICAS

Pág.

| | |
|---|----|
| - Gráfica 1. Sensibilidad vs rango de temperatura | 32 |
|---|----|

LISTA DE FIGURAS

| | Pág. |
|--|------|
| - Figura 1. Motor Pratt y Whitney PT6A-114A Del Cessna 208B..... | 27 |
| - Figura 2. Circuito de alarma de incendio De la termocupla..... | 30 |
| - Figura 3. Diagrama de los contenedores Extintores de incendios (botellas DRH) | 34 |
| - Figura 4. Sistema de extinción..... | 35 |
| - Figura 5. Plano superior y frontal | 36 |
| - Figura 6. Ubicación de los sensores en la Vista lateral derecha del motor | 37 |
| - Figura 7. Ubicación de los sensores en la Vista superior del motor | 38 |
| - Figura 8. Ubicación de los sensores en la Vista lateral izquierda del motor..... | 39 |

LISTA DE ANEXOS

Pág.

| | |
|--|----|
| - PLANO UBICACIÓN COMPLETA DEL SISTEMA..... | 50 |
| - PLANO UBICACIÓN DEL SISTEMA DE ALARMA E INTERRUPTOR | 51 |

GLOSARIO

AVIONICA: es la aplicación de la electrónica a la aviación.

AXIAL: perteneciente al eje o relativo a él.

COMPRESOR: aparato o máquina que sirve para comprimir fluidos y algunos sólidos pocos compactos.

CHROMEL: es una aleación hecha de aproximadamente el 90 por ciento de níquel y 10 por ciento de cromo que se utiliza para hacer que los conductores positivos de la norma ANSI Tipo E.

CONSTANTAN: es una aleación, generalmente formada por un 55% de cobre y un 45% de níquel ($\text{Cu}_{55}\text{Ni}_{45}$).

ENGRANAJE EPICICLOIDAL: es un sistema de engranajes (o *tren de engranajes*) consistente en uno o más engranajes externos o *planetas* que rotan sobre un engranaje central o *sol*

ENVERGADURA: distancia entre las dos puntas de las alas completamente extendidas de un avión.

TORQUIMETRO: es una herramienta de precisión, la cual es empleada para aplicar una tensión determinada en los tornillos, tuercas, bulones, etc.

TURBINA: Máquina que transforma la energía cinética y potencial de un fluido para producir un movimiento de rotación que se transfiere a un eje.

PROPELLER: es un tipo de fan que transmite la energía mediante la conversión de rotación en movimiento de empuje.

ABREVIACIONES

FOD: foreign object damage (daños por objetos extraños).

GEN: generado.

ITT: inter turbine temperature (temperatura interna de la turbina).

KCAS: knots calibrated airspeed (velocidad aerodinámica calibrada nudos).

KIAS: indicated airSpeed (velocidad aerodinámica indicada).

MAX: máximo (a).

MPH: millas por hora.

OBBIGS: advanced on board inert gas generation system. (sistema de generación de gas inerte avanzado).

OBOGS: on-board oxygen generation system (sistema de generación de oxígeno a bordo).

POD: compartimiento extremo.

PROP: propeller.

PSIG: psi gauge (libra por pulgada cuadrada).

RPM: revoluciones por minuto.

V_A: velocidad de maniobra.

V_F: velocidad de extendido de flaps.

V_{mo}: velocidad máxima de operación.

RESUMEN

En este trabajo se estudia y analiza la posibilidad de implementar un sistema de protección de fuego en el motor PRATT & WHITNEY PT6A-114A del Cessna 208B, se inició con el estudio detallado del sistema de protección de fuego y de cada una de sus partes para ver si se podía implementar en este tipo de aeronave, posteriormente se procede a analizar los requerimientos técnicos necesarios para la adecuada implementación del sistema y si la aeronave sería capaz de soportar su adecuación, al final se ha dispuesto el análisis de los requerimientos legales necesarios, además de los permisos pertinentes para la implementación del sistema.

Así con los resultados obtenidos durante el estudio y análisis de cada uno de los pasos del trabajo, se puede entender que es viable y posible la implementación del sistema de protección siempre y cuando se sigan correctamente el proceso de adaptación dentro de los márgenes legales que acogen al sistema y a la aeronave.

1. INTRODUCCIÓN

Desde el inicio de la aviación en el mundo, se ha visto en la obligación de implementar distintos sistemas que permitan operar óptimamente las aeronaves y que ayuden a la prevención de fallas tanto en tierra como en vuelo. A medida que pasan los años se ve en la historia de la aviación que se han presentado un sin número de incidentes y accidentes con respecto a sus plantas motrices y más específicamente incendios, causando tragedias en todo el mundo.

Es por tal razón que en la aviación, específicamente en el campo de la ingeniería aeronáutica, se ha hablado y tenido en cuenta el desarrollo e implementación de sistemas de protección de fuego que permiten dar un margen de seguridad evitando la presencia de incendios. Concretamente si se habla de una falla dentro del motor que resulta en fuego, hay que tener presente que se debe implementar un sistema de detección inmediata junto con un sistema que permita una rápida extinción, también teniendo en cuenta que se debe buscar que la instalación de este sistema sea lo más ligero y eficaz posible para no afectar la integridad de la aeronave. Durante el desarrollo de este proyecto, lo que se busca es estudiar con detalle cómo funciona el sistema de protección de fuego, para así poder concluir si es viable y permitido adaptar este sistema en la planta motriz de un Cessna 208B, con el fin de prevenir los posibles incendios que podrían presentarse, de esta manera reduciendo el riesgo de una situación catastrófica.

2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

La ingeniería aeronáutica siempre en búsqueda de minimizar el riesgo de accidentalidad durante vuelo o en tierra y el deseo de implementación y mejora en las aeronaves está en constante estudio y búsqueda de desarrollo, Para dar un margen de seguridad y tranquilidad tanto para las empresas, pilotos y pasajeros de cada una de las aeronaves. Para esto se pretende realizar un estudio de implementación de un de protección de fuego en el motor Pratt & Whitney PT6A-114A del Cessna 208B y la ubicación en cabina de los sistemas de información y activación del sistema.

Para la implementación del sistema de protección de fuego que no está presente actualmente en este motor, se desarrollara mediante un análisis acerca de los aspectos técnicos y de diseño relevantes para su implementación en el motor Pratt & Whitney PT6A-144A desarrollando un estudio acerca de la viabilidad de implementación del sistema, y su disposición en el motor, además de realizar un diseño de ubicación de los sistemas de alerta y activación en cabina , para poder dar respuesta a la pregunta problema que se ha planteado basándonos en los conocimientos de ingeniería aeronáutica. Para este proyecto se debe dar respuesta a la siguiente pregunta:

¿Qué aspectos técnicos y de diseño se deben tener en cuenta para la instalación de un sistema de protección de fuego en un motor Pratt & Whitney PT6A-144A?

3. JUSTIFICACIÓN

Al tener en cuenta que el objetivo de la ingeniería aeronáutica es encontrar respuestas a todos aquellos problemas presentes en el campo aeronáutico y en este caso aumentar el margen de seguridad durante el vuelo, el desarrollo del presente proyecto de grado será el reducir esa posibilidad de desastre e incidente mortal que se puede presentar al momento del incendio de un motor.

con el proceso de estudio e investigación pertinente acerca de los requerimientos técnicos y de diseño del sistema de protección de fuego el cual se va a implementar, para poder aplicar este sistema de manera óptima al motor de la aeronave, el estudio e investigación que se desarrollaran durante el proyecto darán las pautas necesarias para poder llegar a un punto de fiabilidad de seguridad y eficacia en las operaciones de la aeronave, contando con documentos que den un alto grado de información que guiara la implementación del sistema, así nosotros podremos comprender de manera exitosa y lograr concluir la aplicabilidad de un sistema que garantice en el alto grado la seguridad de las operaciones de vuelo teniendo en cuenta que de las pocas desventajas que tendría la implementación del sistema sería un pequeño aumento en costos iniciales de adaptación e implementación y los costos pertinentes de mantenimiento los cuales comparados con el margen de seguridad que se presentaría en la aeronave no serían significativos .

4. OBJETIVOS

4.1. General

- Analizar los aspectos técnicos y de diseño necesarios para la implementación de un sistema de protección de fuego en el motor Pratt & Whitney PT6A-144A de un Cessna 208B Caravan.

4.2. Específicos

- Realizar un análisis del sistema de protección de fuego para determinar qué tan factible y viable podría resultar su implementación en el cessna 208B.
- Analizar los aspectos de diseño del sistema de protección de fuego para lograr una adecuada implementación en el cessna 208B.
- Analizar los requerimientos legales que se deben tener en cuenta para la implementación del sistema de protección de fuego en el cessna 208B.

5. METODOLOGÍA DE LA INVESTIGACIÓN.

5.1. Tipo de investigación

La metodología que se desarrollara dará la pauta para el desarrollo del proyecto para lo cual se define que se empleara una investigación de tipo descriptiva, la cual “es el tipo de investigación concluyente que tiene como objetivo principal la descripción de algo, generalmente las características o cuestiones del problema en cuestión”¹ y una investigación de tipo documental, la cual “Es una investigación social basada en documentos, se dedica a reunir, seleccionar y analizar datos que están en forma de documentos producidos por la sociedad para estudiar un fenómeno determinado.”² para el éxito del proyecto se iniciara con una fase conceptual, la cual va a comprenderse en leer, proponer y revisar las múltiples opciones para llegar a la implementación del sistema de protección de fuego en el Cessna 208, además de proponer una ubicación del panel de control y alarmas para este sistema en cabina, el cual aporte un fácil acceso al piloto.

5.2. Etapas de metodología

Teniendo en cuenta tanto los objetivos específicos como el general, la investigación se realizara de la siguiente manera, con el fin de cumplirlos:

- 5.2.1. Analizaremos la viabilidad para poder implementar el sistema de protección de fuego en el cessna 208B.
- 5.2.2. Reconocer los aspectos físicos de la aeronave para poder determinar la ubicación adecuada del sistema.
- 5.2.3. Investigaremos la normatividad necesaria para poder implementar el sistema de protección de fuego en el cessna 208B.

¹ Fuente: Metodología de la investigación. [en línea]

<http://catarina.udlap.mx/u_dl_a/tales/documentos/lad/arenas_m_a/capitulo3.pdf> [citado en 27 de noviembre de 2013]

² Fuente: Técnicas cualitativas de investigación social [en línea]< http://ocw.uv.es/ciencias-sociales-y-juridicas/tecnicas-cualitativas-de-investigacion-social/tema_6_investigacion_documental.pdf> [citado en 27 de noviembre de 2013]

6. MARCO DE REFERENCIA

6.1. MARCO CONCEPTUAL

6.1.1. Especificaciones técnicas.

El Cessna 208B Caravan es utilizado por las organizaciones no gubernamentales y por una gran cantidad de empresas de la policía, ambulancia aérea, transporte de pasajeros, flete aéreo, carga y operaciones de paracaidismo. FedEx Feeder es el mayor operador de la Cessna 208B Caravan, con más de 250 aviones³.

Características generales

- Tripulación: uno
- Capacidad: nueve pasajeros o 14 con FAR Parte 23 de extensión.
- Longitud: 41 pies 7 pulgadas.
- Envergadura: 52 pies 1 pulgadas.
- Altura: 15 pies 5 pulgadas.
- Área superficie alar: 279 metros cuadrados.
- Relación de aspecto: 9.72.
- Peso en vacío: 4570 libras
- Peso bruto: 8.750 libras
- Capacidad de combustible: 332 galón/2224 lb
- Central eléctrica: 1 Pratt y Whitney PT6A-114A turbohélice, 677 hp
- Hélices: 3 palas Hartzell de paso variable

Rendimiento

- Velocidad de crucero: 197 mph.
- Rango: 1.240 km con combustible y las reservas máximo.
- Régimen de ascenso: 770 Pies/minuto.
- Carga alar: 31,36 libras/pies cuadrados.

Aviónica

- Garmin G1000.

³ Cessna 208B Caravan, diseño y desarrollo de variantes, operadores, especificaciones [en línea] <http://centrodeartigos.com/articulos-noticias-consejos/article_139457.html> [citado en 27 de noviembre de 2013]

6.1.2. Limitaciones de la aeronave

6.1.2.1. Limitaciones de velocidad aerodinámica y su importancia para las operaciones.

Tabla 1. Limitaciones de velocidad aerodinámica.

| | | KCAS (velocidad calibrada) | KIAS (velocidad indicada) | |
|-----------------|--|----------------------------------|---------------------------------|--|
| V _{MO} | Velocidad máxima de operación | 175 | 175 | No exceder esta velocidad en ninguna operación |
| V _A | Velocidad de maniobra: 8750 libras 7500 libras 6250 libras 5000 libras | 148 137 125 112 | 148 137 125 112 | no hacer movimientos bruscos o completos de control por encima de esta velocidad |
| V _F | Máxima velocidad de extendido de flap: Arriba -10° flaps 10° - 20° flaps 20° - completo | 175 150 125 | 175 150 125 | No superar estas velocidad con el ajuste dado para cada extendido |
| | Máxima velocidad para abrir ventanas | 175 | 175 | No superar esta velocidad con ventanas abiertas |

Fuente: Tabla Limitaciones de velocidad aerodinámica <manual cessna 208B > pág. 44

6.1.2.2. Limitaciones de la planta de energía y límites de funcionamiento del motor.

Tabla 2. Limitaciones de la planta de energía y límites de funcionamiento del motor.

| CONFIGURACIÓN DE ENERGÍA | TORQUE Pie-libra | MAXIMO ITT °C | GAS GEN. RPM %N ₉ | PROP. RPM | ACEI- TE PSIG | TEMP. ACEIT E | SHP |
|--------------------------|---------------------|------------------|---------------------------------------|--------------|---------------------|---------------------|-------|
| Takeoff | (1).(4) | 805 (9) | 101.6 | 1900 | 85 a 105 | 10 a 99 | 675 |
| Máximo Climb | (4).(12) | 765 | 101.6 | 1900 | 85 a 105 | 0 a 99 | 675 |
| Maximun Cruise | (4).(13) | 740 | 101.6 | 1900 | 85 a 105 | 0 a 99 | 675 |
| Idle | ----- | 685 (14) | Míni mo 52 | ----- | Mínim o 40 | -40 a 99 | ----- |
| Máximo Reverse (5) | 1865 | 805 | 101.6 | 1825 | 85 a 105 | 0 a 99 | 675 |
| Translent | 2400 (6) | 850 (10) | 102.6 (10) | 2090 | ----- | 0 a 104 (11) | ----- |
| Starting | ----- | 1090 (5) | ----- --- | ----- | ----- | Mínim o -40 | ----- |
| Máximo Rated | 1865 | 805 | 101.6 | 1900 | 85 a 105 | 10 a 99 | 675 |

Fuente: Tabla limitaciones de la planta de energía y límites del funcionamiento del motor <manual cessna 208B > pág. 48

6.1.2.3. Limitaciones de combustible.

Tabla 3. Limitaciones de combustible

| | | |
|--------------------------|-------------------------|--------------------------|
| Combustible total | Ambos tanques | 335.6 galones americanos |
| | Cada uno de los tanques | 167.8 galones americanos |
| Combustible utilizable | Ambos tanques | 332.0 galones americanos |
| | Tanques individuales | 165.0 galones americanos |
| Combustible inutilizable | Ambos tanques | 3.6 galones americanos |
| | Tanques individuales | 2.8 galones americanos |

Fuente: tabla de limitaciones del combustible <manual cessna 208B > pág. 64

6.1.3. Motor Pratt & Whitney PT6A-114A.

6.1.3.1. Funcionamiento del motor.

El revestimiento de la cámara de combustión situada en la carcasa del generador de gas consiste en una estructura soldada, de flujo inverso anular proporcionado con diversas perforaciones y dimensiones que permiten la entrada de aire comprimido.

El flujo de aire cambia de dirección para entrar en el revestimiento de la cámara de combustión donde se invierte la dirección y se mezcla con el combustible. La ubicación de la combustión da para que la cámara del revestimiento elimine la necesidad de un eje largo entre el compresor y la turbina del compresor, reduciendo así La longitud y el peso del motor en general.⁴

El combustible se inyecta en la cámara de combustión por el forro 14 simplex Alimentado por un sistema de doble boquilla. La mezcla se enciende inicialmente por los dos sistemas de ignición de chispa que sobresalen en el revestimiento de la cámara de combustión.⁵

⁴ Manual Cessna 208B

⁵ Ibid.,

Los gases resultantes se expanden desde el revestimiento de la cámara de combustión, donde se cambiara de dirección y pasara por el compresor de la turbina de impulso angular a la turbina del compresor. Las paletas guía de la turbina se aseguran que los gases de expansión choquen contra las aspas de las turbinas en el ángulo adecuado, con una pérdida mínima de energía. Los gases en expansión todavía pasan adelante a través de un segundo conjunto de paletas de guía estacionarias para conducir el poder de la turbina. Las turbinas del compresor y la potencia se encuentran aproximada al centro del motor, sus ejes se extienden en direcciones opuestas.⁶

El gas de escape de la turbina se dirige a través de un tubo de escape a la atmósfera a través de un solo puerto de escape en el lado derecho del motor.⁷ El motor está clasificado con 675 caballos de fuerza en el eje (1.865 libras-pie Torque a 1,900 RPM variables linealmente hasta 1,970 libras-pie de par a 1800 RPM). La velocidad del generador de gas (compresor) de la turbina. Es de 37.500 rpm a 100 %. Velocidad máxima admisible del gas generado es de 38.100 RPM que es igual a 101,6 %. Velocidad de la turbina de potencia es de 33.000 RPM a una velocidad de eje de la hélice de 1900 RPM⁶.

Todos los accesorios accionados por el motor, con excepción de la hélice, tacómetro, generador y los gobernadores de la hélice, están montados en la caja de accesorios situado en la parte trasera del motor. Estos son impulsados por el compresor de la turbina con un eje de acoplamiento que se extiende la unidad a través de un tubo cónico en la sección central del depósito de aceite⁶.

El suministro de aceite del motor está contenido en un tanque que forma parte integral en la entrada del compresor. El tanque tiene una capacidad de drenaje y de llenado de 9,5 cuartos (Estados Unidos) está provisto de un tapón de varilla y de drenaje⁶.

La turbina de potencia impulsa la hélice a través de un planetario de dos etapas con caja de engranajes de reducción situado en la parte delantera del motor. La caja de cambios incorpora un dispositivo llamado torquímetro, un instrumento integral que ha demostrado dar una indicación precisa de la potencia de salida del motor⁶.

⁶ Manual cessna 208B

6.1.3.2. Controles del motor.

El motor es operado por cuatro controles separados que consisten de una palanca de poder, palanca de POTENCIA EN EMERGENCIA, palanca PROP RPM, y una palanca de estado del combustible. El poder y las palancas de estado del combustible son los controles del motor, mientras que la palanca de RPM PROP controla la velocidad de la hélice y el calado⁷.

6.1.3.3. Palanca de poder.

La palanca de alimentación está conectada a través de la vinculación de un conjunto de levas montado en la parte frontal de la unidad de control de combustible del motor. La palanca de encendido controla la potencia del motor a través de una gama completa de energía de despegue máximo, a través del movimiento completamente inverso. La palanca también selecciona el paso de la hélice cuando se encuentra en el rango BETA. La palanca de potencia tiene MAX, IDLE y BETA y Posiciones de alcance. El rango de desde Posición MAX a través de IDLE, permite al piloto seleccionar la salida deseada de potencia desde el motor. La posición BETA permite que el piloto tenga control del paso de la hélice, del empuje inactivo a través de una condición de cero al máximo del inversor de empuje⁸.

Compresor centrífugo axial de una sola etapa y multi-etapa

- Protección de flujo inverso, de entrada radial con pantalla de FOD (daños por objetos extraños)
- Los modelos grandes de alta potencia PT6A incorporan 4 etapas axiales y 1 etapa centrífuga
- Modelos PT6A Pequeños y Medianos incorporan de 3 etapas axiales y 1 etapa centrífuga
- Bajas emisiones, alta estabilidad, fácil arranque, durable
- Paletas con enfriado en algunos modelos para mantener una alta durabilidad "Libre" de la turbina de potencia e independiente con hojas envueltas
- Modelos PT6A grandes y medianas incorporan 2 etapas de potencia de la turbina axial
- Modelos pequeños PT6A incorporan 1 etapa axial de la turbina de potencia

⁷ Manual Cessna 208B

⁸ Ibid.,

- Esta orientado hacia adelante para una rápida salida de la sección de restauración en caliente

Reductor de velocidad epiciclodal:

- Permite la instalación compacta
- Velocidad de salida optimizado para mayor potencia y bajo ruido de las hélices
- De 1700 a 2200 rpm en velocidad de salida ,Controles electrónicos del motor en los modelos PT6A
- Otros modelos incorporan varios módulos de control y funciones de anulación para promover la facilidad de operación y de seguridad de vuelo⁹

Tabla 4. Características del motor según su tamaño.

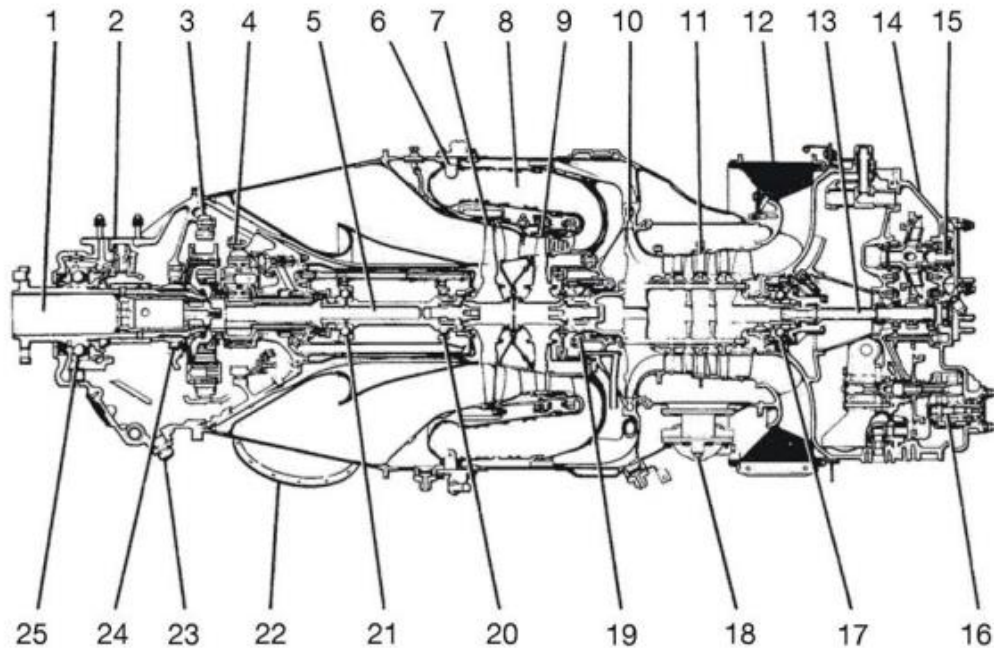
| | Clase de energía Termodinámica * (ESHP ***) | Clase de energía Mecánica *(SHP) | Velocidad Propulsor (máximo RPM) | Altura **(pulgadas) | Ancho **(pulgadas) | Longitud **(pulgadas) |
|--------------------------------------|---|--|--|-------------------------------|------------------------------|---------------------------------|
| PT6A "Pequeño" (A-11 a A-140) | 600 a 1075 | 500 a 900 | 1900 a 2200 | 21 a 25 | 21.5 | 61,5 a 64 |
| PT6A 'Medium' (A-41 a A-62) | 1000 a 1400 | 850 a 1050 | 1700 a 2000 | 22 | 19.5 | 66 a 72 |
| PT6A "Grande" (A-64 a A-68) | 1400 a 1900 | 700 a 1700 | 1700 a 2000 | 22 | 19.5 | 69 a 75,5 |

Fuente: [en línea] <<http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a>>

⁹ [en línea] <<http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a>> [citado en 27 de noviembre de 201]

6.1.3.4. Componentes típicos del motor Pratt & Whitney PT6A-114A.

Figura 1. Motor Pratt & Whitney PT6A-114A del Cessna 208B Caravan.



Fuente: ESPECIFICACIONES DEL MOTOR <Manual Cessna 208B pág. 424>.

- | | |
|---|--|
| 1. Eje de la hélice. | 14. Cubierta de caja de cambios de accesorios. |
| 2. Gobernador Drive Hélice Pad. | 15. Arranque del eje de transmisión. |
| 3. Segunda Fase de engranaje Planetario. | 16. Bomba de recuperación de aceite. |
| 4. Primera fase engranaje planetario. | 17. Rodamiento número 1. |
| 5. Eje de turbina. | 18. Compresor Válvula de purga. |
| 6. Inyector de combustible. | 19. Rodamiento número 2. |
| 7. Turbina de alta. | 20. Rodamiento número 3. |
| 8. Cámara de combustión. | 21. Rodamiento número 4. |
| 9. Compresor de la turbina. | 22. Tobera de escape. |
| 10. Compresor Centrifugo. | 23. Chip detector. |
| 11. Compresor de flujo axial. | 24. Rodamiento de rodillos. |
| 12. Entrada de aire – Inlet. | 25. Rodamiento de empuje. |
| 13. Accesorio Caja de cambios Eje de transmisión. | |

6.2. Marco histórico

El Grupo Internacional de Trabajo sobre Sistema de Protección Fuego en aeronaves se estableció como el Grupo de Trabajo Internacional de reemplazo de halones en octubre de 1993. Este grupo de trabajo se reúne dos veces al año. Una reunión se llevó a cabo en Atlantic City, Nueva Jersey, y una reunión se llevó a cabo en una organización en otro lugar. Este grupo desarrolló originalmente estándares mínimos de performance y metodologías de prueba para los agentes de extinción de incendios de aeronaves halón / sistemas en los compartimentos de carga, las góndolas de motor, extintores de mano y con botes de basura lavable.¹⁰

Los temas para las reuniones incluyen normas mínimas de rendimiento aplicables a los extintores portátiles de aeronaves, sistemas de extinción de incendios del compartimiento de carga, y las góndolas del motor. También se discuten los agentes de sustitución de halones para estas áreas, lo que incluye la protección de explosión del tanque de combustible (incluyendo la inflamabilidad del combustible, la energización de nitrógeno y otros métodos de protección contra explosiones), OBIGGS / OBOGS. Este grupo de trabajo está abierto a cualquier persona en la comunidad internacional en la industria, el gobierno y el mundo académico con un interés en los sistemas de protección contra incendios de aeronaves.¹¹

Para la evaluación de los gases extintores propuestos como sustitutos de los halones se han desarrollado numerosos programas en los que se estudia tanto su poder de extinción como su efecto sobre las personas, las cosas y el medioambiente. La agencia de estado americana para la protección ambiental (EPA) ha desarrollado el programa SNAP (Significant New Alternatives Policy) para evaluar los agentes extintores que los diferentes productores han propuesto en sustitución de las sustancias contempladas en el Protocolo de Montreal y establecer cuáles se pueden considerar aceptables. El programa SNAP se ha concentrado en los aspectos relativos a la toxicidad, la eficacia extintora, las propiedades químico-físicas, la vida atmosférica y el potencial incremento del efecto invernadero¹².

¹⁰ International Aircraft Systems Fire Protection Working Group [en línea] <
<https://www.fire.tc.faa.gov/systems.asp>>

¹¹ Ibíd., [en línea]

¹² Sustitutos y alternativas para los halones de extinción [en línea] <
http://www.insht.es/InshtWeb/Contenidos/Documentacion/FichasTecnicas/NTP/Ficheros/601a700/ntp_666.pdf>

7. SISTEMAS PROTECCION DE FUEGO.

7.1. Operación de Detección y Sistemas de Extinción

Para iniciar con el desarrollo procederemos a cumplir cada uno de los objetivos específicos planteados en el proyecto para así lograr cumplir el proyecto general y responder nuestra pregunta problema, así como se dice en el primer objetivo específico “Realizar un análisis del sistema de protección de fuego para determinar qué tan factible y viable podría resultar su implementación en el cessna 208B” empezaremos realizando un análisis sobre el funcionamiento del sistema de protección de fuego y de los componentes que lo constituyen.

Todos los motores de turbina de gas y sus sistemas asociados incorporan características que reducen la posibilidad de fuego en el motor. No obstante, es esencial que si un fallo ocurre y resulta en fuego, existan provisiones para la detección inmediata y una rápida extinción, así como para la prevención de que el fuego se extienda. Los sistemas de detección y extinción deben añadir el mínimo peso posible a la instalación¹³.

Las siguientes características aseguran que la prevención de fuego se consiga en tanto sea posible, y en la mayoría de los casos es necesario un doble fallo antes de que el fuego ocurra. Todas las fuentes potenciales de fluidos inflamables están aisladas de la zona caliente del motor. Los componentes externos de los sistemas de combustible y aceite y sus correspondientes tuberías están normalmente localizados alrededor de los cárteres del compresor, en una zona fría, y separados de la zona de combustión, turbina y conducto de escape por un mamparo a prueba de fuego. Las zonas pueden ventilarse para evitar la acumulación de vapores inflamables¹⁴.

Los capots del motor están provistos con un sistema de drenaje adecuado para eliminar los fluidos inflamables de los alojamientos o góndolas, y todas las pérdidas de los sellos de los componentes se drenan al exterior. La combustión espontánea puede evitarse en los aviones que vuelan a altos números de Mach conduciendo aire sangrado de la capa límite alrededor del motor. No obstante, si se produjese la inflamación, esta corriente de aire a alta velocidad tendría que cortarse, pues de lo contrario aumentaría la intensidad de la llama y

¹³ motores de turbina de gas a. g. rivas 15.20 marzo 2003 [en línea]

<<http://www.google.com.co/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&ved=0CC8QFjAB&url=http%3A%2F%2Fkimerius.com%2Fapp%2Fdownload%2F5780664576%2FSistemas%2Bantifuego.pdf&ei=HQsIUtW2NuLFsATb9oHoCA&usg=AFQjCNHP0Mxe7MA1ISmisjdmxZko-sl6eA&bvm=bv.51495398,d.cWc&cad=rja>>[citado en 27 de noviembre de 2013]

¹⁴ Ibid., [en línea]

reduciría la eficacia del sistema de extinción debido a una rápida dispersión del agente extintor¹⁵.

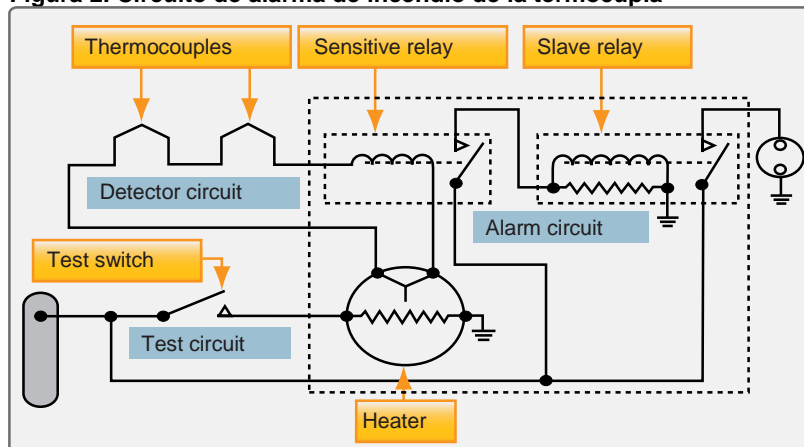
7.2. Detección del fuego

7.2.1. El sistema de detección

Este sistema debe estar en la capacidad de señalar la presencia de fuego en las áreas más propensas a incendios, este debe estar constituido por un sistema detector, un sistema extintor, sistema indicador y el interruptor.

El sistema detector que se analizara para el proyecto será para un incendio de clase B los cuales comprenden incendios por líquidos inflamables, los sensores que se utilizaran será por Termocuplas las cuales depende de un aumento en la tasa de temperatura, pero esta no dará una alarma en un aumento lento de temperatura del motor, o al presentar un corto circuito, este sistema consta de una caja compuesta de relés, luces de emergencia y Termocuplas, el sistema contara con tres tipos de circuitos : el detector, el de alarma y el de prueba, también el sistema indicador el cual contara de una advertencia visual y sonara en cabina a continuación se mostrara el circuito.

Figura 2. Circuito de alarma de incendio de la termocupla



Fuente: fire protection system [en línea]
 <https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_Ch17.pdf> pag.3

¹⁵ motores de turbina de gas a. g. rivas 15.20 marzo 2003 [en línea]
 <<http://www.google.com.co/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&ved=0CC8QFjAB&url=http%3A%2F%2Fkimerius.com%2Fapp%2Fdownload%2F5780664576%2FSistemas%2Bantifuego.pdf&ei=HQsIUtW2NuLFsATb9oHoCA&usg=AFQjCNHPOMxe7MA1lSmisjdmxZko-sI6eA&bvm=bv.51495398,d.cWc&cad=rja>> [citado en 27 de noviembre de 2013]

Donde contamos con 2 termocuplas metálicas de tipo E las que están en la capacidad de soportar temperaturas de más de 900 °C las cuales forman el sistema detector, por dos relés uno sensible y un relé auxiliar estos conforman el circuito de alarma y por ultimo un switch de prueba que forma el circuito de prueba.

Tabla 5. Descripción de termocuplas metálicas.

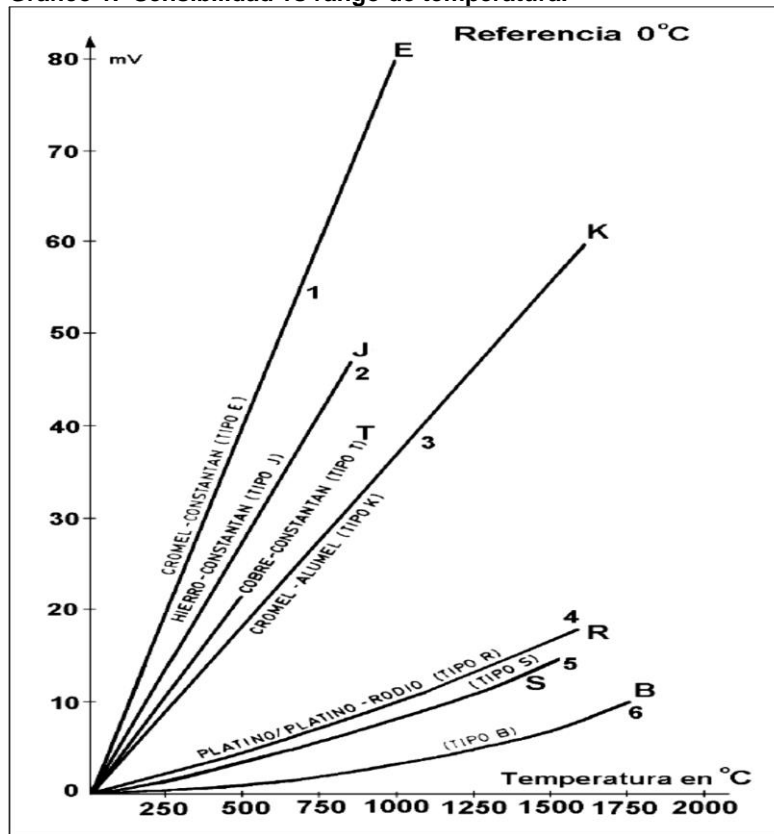
| Termocuplas metálicas | | | | |
|-----------------------|------------------------|-----------------|------------------------------|-----------------------|
| Tipo ANSI-ISA | Combinación de metales | Sensibilidad | Composición química | Rangos de temperatura |
| J | Hierro/ constantan | 5,6 mV/ 100 ° C | Fe 44 Ni:55 Cu | -40 a + 750 |
| K | Cromel/ Alumel | 3,6 mV/ 100 ° C | 90 Ni:9 Cr 94 Ni:Al:Mn:Fe | -40 a +1200 |
| T | Cobre/ constantan | 4,5 mV/ 100 ° C | Cu 44 Ni:55 Cu | -50 a + 400 |
| E | Cromel/ constantan | 7,9 mV/ 100 ° C | 90 Ni:9 Cr 44 Ni:55 Cu | -40 a +900 |

Fuente: [en línea] < <http://www.ing.unlp.edu.ar/cys/DI/termocuplas.pdf> > Pág. 2

El funcionamiento de este sensor se da por la diferencia de temperaturas entre el cruce caliente formado por la fundición de dos metales como el chromel y el constatan.

El cruce de referencia formado por un espacio de aire formado por dos bloques de aislamiento, si el cambio de temperatura se da de manera lenta y constante como el aumento natural del motor no se provocara ningún cambio y alerta mientras que si se presenta un cambio brusco de temperatura ocasionado por un incendio el cruce caliente rápidamente será más sensible a la temperatura que el cruce de referencia por lo cual formara un tensión que provocara un flujo de corriente que si es mayor a 4 miliamperios provocara que el relé sensible cierre el circuito que resultara la energización de la bobina que cerrara el circuito con el relé auxiliar y se completa totalmente el circuito que llevara a la activación de la alarma a continuación se mostrara una tabla con los rangos de temperaturas que maneja cada clase de termocupla.

Grafico 1. Sensibilidad vs rango de temperatura.



Fuente: [en línea] < <http://www.ing.unlp.edu.ar/cys/DI/termocuplas.pdf> > Pág. 3

Un fuego en el motor debe ser contenido dentro de la planta de potencia y no permitírsele extenderse a otras partes del avión. Los capots que rodean al motor normalmente están fabricados de aleaciones ligeras, que serían incapaces de contener un fuego cuando el avión se encuentra estático. Durante el vuelo, no obstante, el flujo de aire alrededor de los capots proporciona suficiente refrigeración como para hacerlos a prueba de fuego. Los mamparos a prueba de fuego y cualquiera de los capots que no estén afectados por un flujo de aire de refrigeración, y las secciones de capots alrededor de ciertas salidas que pueden actuar como contenedores de la llama están fabricados de acero o titanio¹⁶.

¹⁶ motores de turbina de gas a. g. rivas 15.20 marzo 2003 [en línea] <<http://www.google.com.co/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&ved=0CC8QFjAB&url=http%3A%2F%2Fkimerius.com%2Fapp%2Fdownload%2F5780664576%2FSistemas%2Bantifuego.pdf&ei=HQsIUtW2NuLFsATb9oHoCA&usg=AFQjCNHPOMxe7MA1lSmisjdmxZko-sI6eA&bvm=bv.51495398,d.cWc&cad=rja>> [citado en 27 de noviembre de 2013]

7.2.2. Sistema extintor

Los sistemas de extinción fija principalmente están ubicados en las áreas más sensibles a incendios como es el motor para nuestro caso, para que funcione como un agente inerte que no permita la combustión, en la mayoría de los casos se utilizan tuberías perforadas o aspersores para la distribución del agente extintor, entregando una descarga amplia del agente extintor de entre 1 a 2 segundos esto es conocido como una alta tasa de descarga. El principal agente extintor que se utiliza son los gases inertes fríos como lo es el dióxido de carbono ya que es eficaz para la clase de incendios presentes en motores que es la clase B (líquidos inflamables) además de que es un componente mucho más amistoso con el medio ambiente que el halón 1301 que se ha tratado de eliminar su uso en la mayoría de los casos.

El descubrimiento del deterioro de la capa de ozono atmosférica condujo a la aprobación del Protocolo de Montreal en 1987, relativo a las sustancias que agotan la capa de ozono, y al Convenio de Viena de 1995, para la protección de la capa de ozono, de los que la Unión Europea forma parte. En la enmienda del Protocolo realizada en Copenhague en 1992 se estableció la prohibición de la producción de los halones 1301, 1211 y 2402 a partir de 1994¹⁷.

Antes del advenimiento de los halones y conjuntamente con su empleo, se utilizaban polvos químicos, CO₂, rociadores (sprinklers) y espumas. Estos productos y sistemas siguen siendo válidos para la protección contra incendios y en la actualidad son un adecuado reemplazo¹⁸ el agente extintor tiene una densidad de $1,96 \text{ g/lit}$.

Los contenedores del componente extintor se fabrican generalmente de acero inoxidable si se está disponible también el titanio o como sea requerido bajo las especificaciones del departamento de transporte, normalmente se encuentran contenedores en forma esférica utilizados principalmente por su ligereza, pero en nuestro caso por aprovechamiento de espacio los utilizaremos en forma cilíndrica esto no afectará en nada el funcionamiento del contenedor ya que contará con los mismos componentes que la esférica.

Los principales componentes de los contenedores son la válvula de descarga, el indicador de presión, la válvula de dos vías e indicadores de descargas.

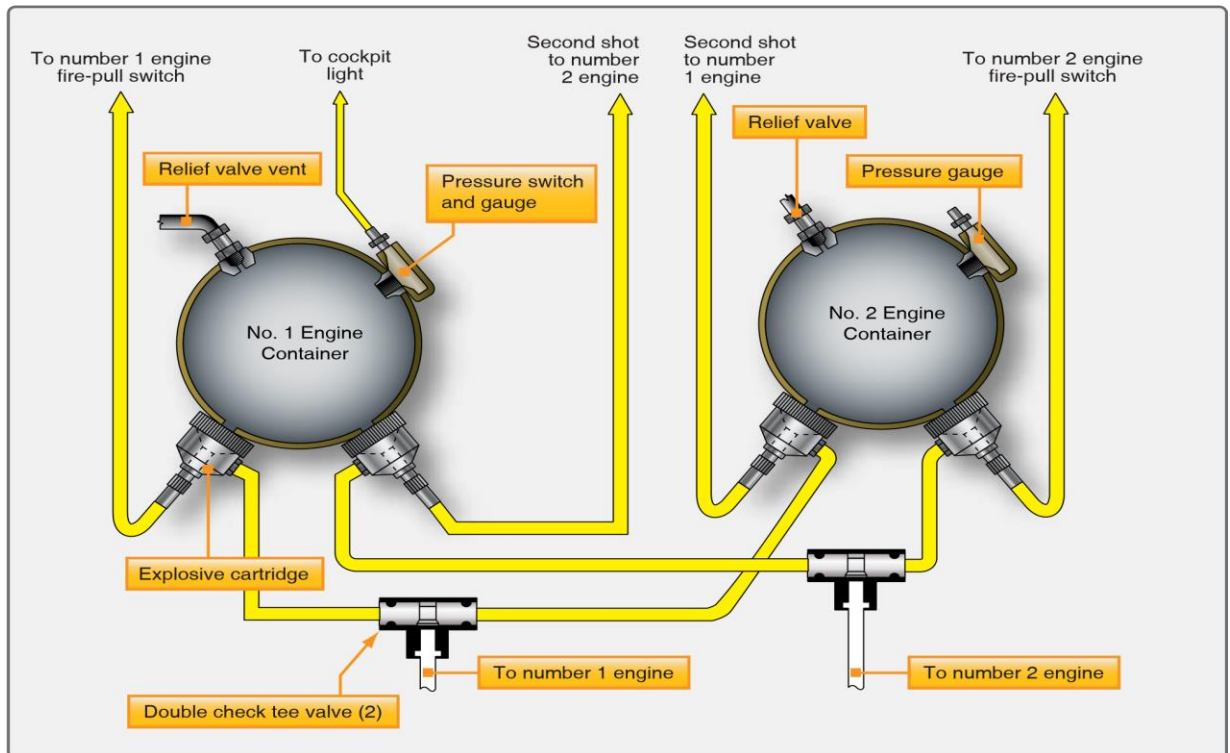
Es de mucha importancia tener claro cada uno de los componentes de los contenedores, en el caso de los indicadores se debe prestar mucha atención

¹⁷ Sustitutos y alternativas para los halones de extinción [en línea] <
http://www.insht.es/InshtWeb/Contenidos/Documentacion/FichasTecnicas/NTP/Ficheros/601a700/ntp_666.pdf>

¹⁸ *Ibíd.*, [en línea]

por lo menos el indicador de presión Bourdon helicoidal resistente a las vibraciones¹⁹. Además del indicador de descarga que mostrara la descarga del recipiente durante el incendio.

Figura 3. Diagrama de los contenedores extintores de incendios (botellas DRH).



Fuente: fire protection system [en línea]
https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/medi%20a/ama_Ch17.pdf> pag.12

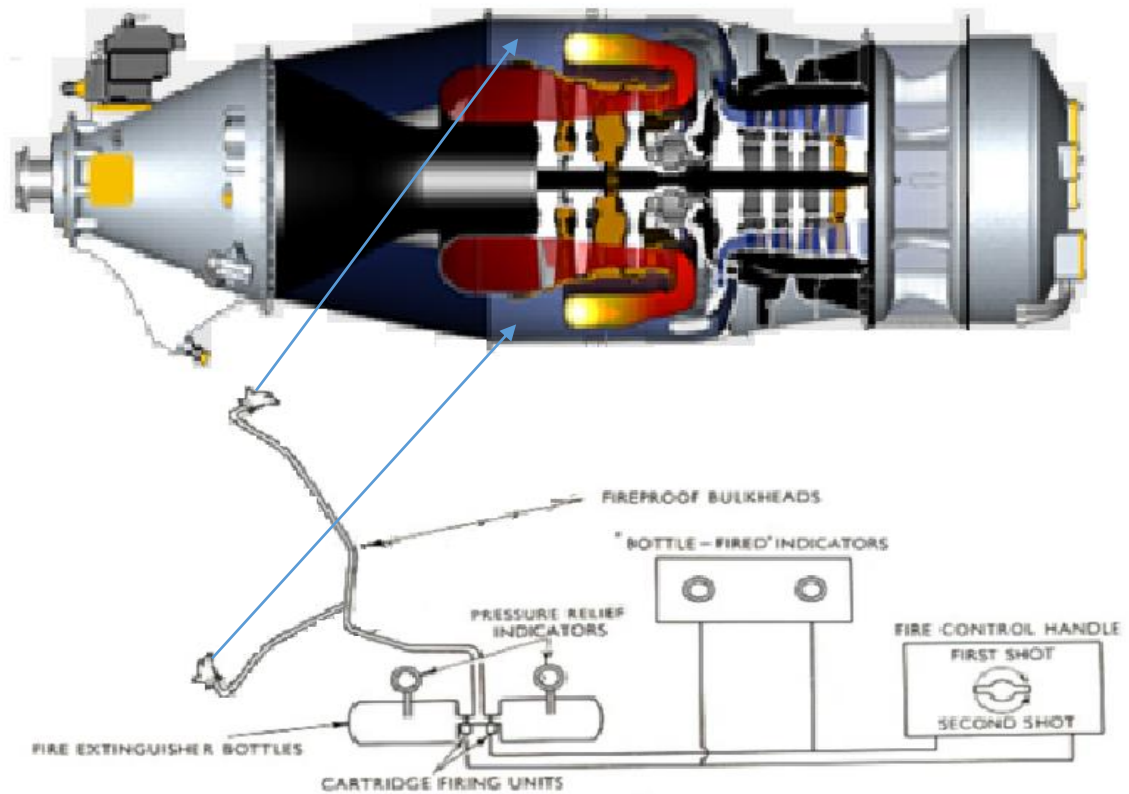
Antes de que el sistema de extinción funcione, el motor debe estar parado para reducir la descarga de fluidos inflamables y aire en el área de fuego.

Cualquier válvula, tal como la llave de baja presión de combustible, que controla el flujo de un fluido inflamable debe estar situada fuera de la zona caliente para evitar que el fuego la dañe y la deje inoperativa. Después de que un fuego se ha extinguido, no se debe intentar poner el motor en marcha de nuevo, ya que esto probablemente podría restablecer la pérdida de fluido y la fuente de ignición que fueron las causas originales del incendio. Además, el

¹⁹fire protection system [en línea]
https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/medi%20a/ama_Ch17.pdf>

sistema de extinción puede estar agotado²⁰. En el interruptor contaremos con un botón el cual al pulsarlo iniciara automáticamente la descarga del componente extintor hasta que la alarma de presencia de fuego se apague por lo cual se entenderá que el fuego ha sido extinto.

Figura 4. Sistema de extinción.



Fuente: Adaptada por el Autor

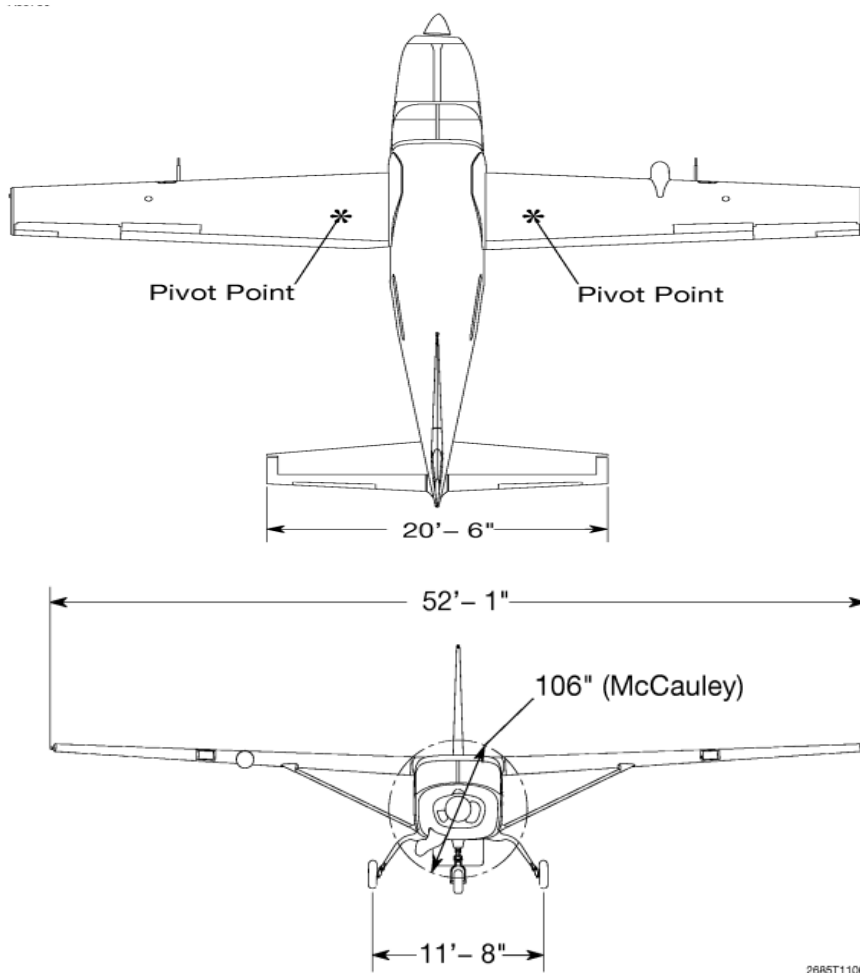
²⁰ motores de turbina de gas a. g. rivas 15.20 marzo 2003 [en línea]
<http://www.google.com.co/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&ved=0CC8QFjAB&url=http%3A%2F%2Fkimerius.com%2Fapp%2Fdownload%2F5780664576%2FSistemas%2Bantifuego.pdf&ei=HQsIUtW2NuLFsATb9oHoCA&usg=AFQjCNHP0Mxe7MA1ISmisjdmxZko-sI6eA&bvm=bv.51495398,d.cWc&cad=rja> [citado en 27 de noviembre de 2013]

8. ASPECTOS DE DISEÑO

Se desarrollara el segundo objetivo específico que es “Analizar los aspectos de diseño del sistema de protección de fuego para lograr una adecuada implementación en el cessna 208B” por lo cual nos basaremos en los planos de la aeronave para poder detallar la ubicación adecuada del sistema sin comprometer la integridad de la aeronave.

8.1.1. PLANOS.

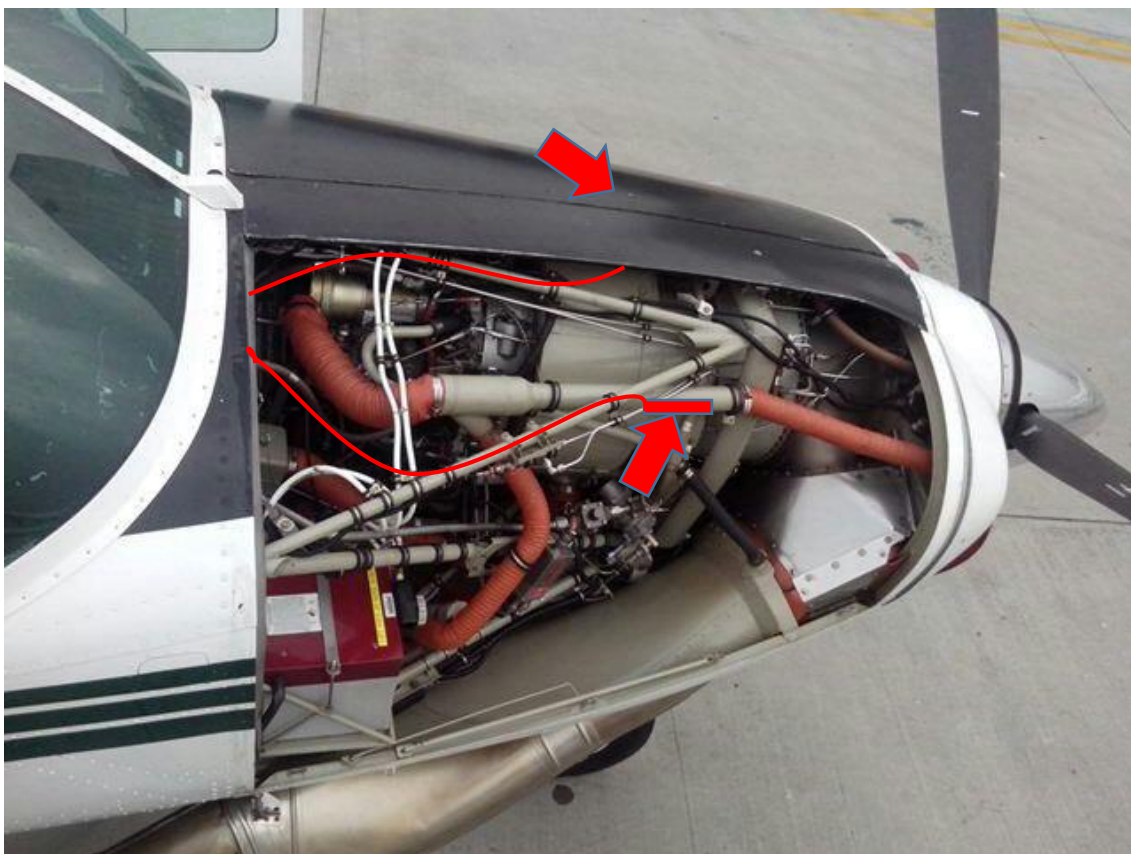
Fig. 5. Planos superior y frontal de la aeronave Cessna 208B Caravan.



Fuente: <manual cessna 208B > pág. 15

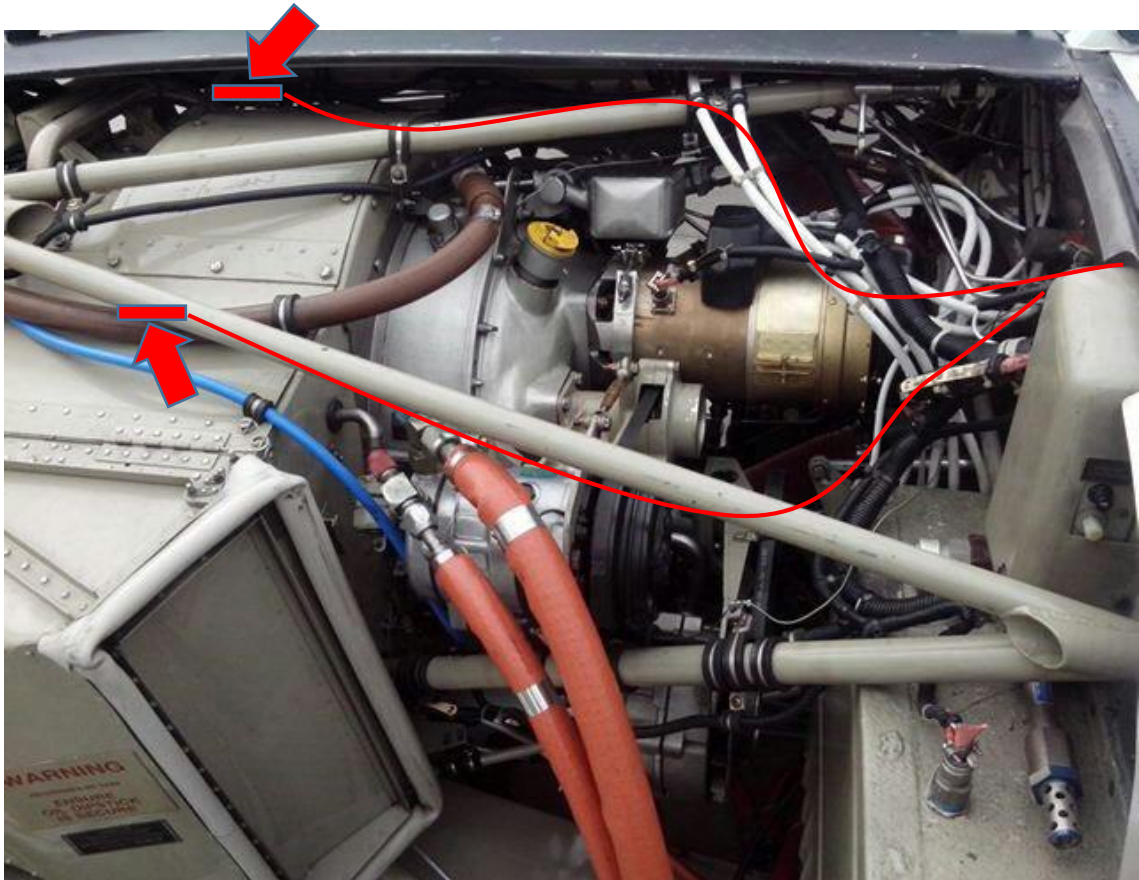
Ahora observaremos la ubicación del motor en la aeronave para poder tener una imagen más clara de donde ira ubicado los componentes sensores y aspersores del sistema de protección fe fuego.

Figura 6. Ubicaciones de los sensores en el Motor vista lateral derecha.



Fuente: Tomada por el autor en las instalaciones de antinarcóticos de la policía nacional

Figura 7. Ubicaciones de los sensores en el Motor vista superior.

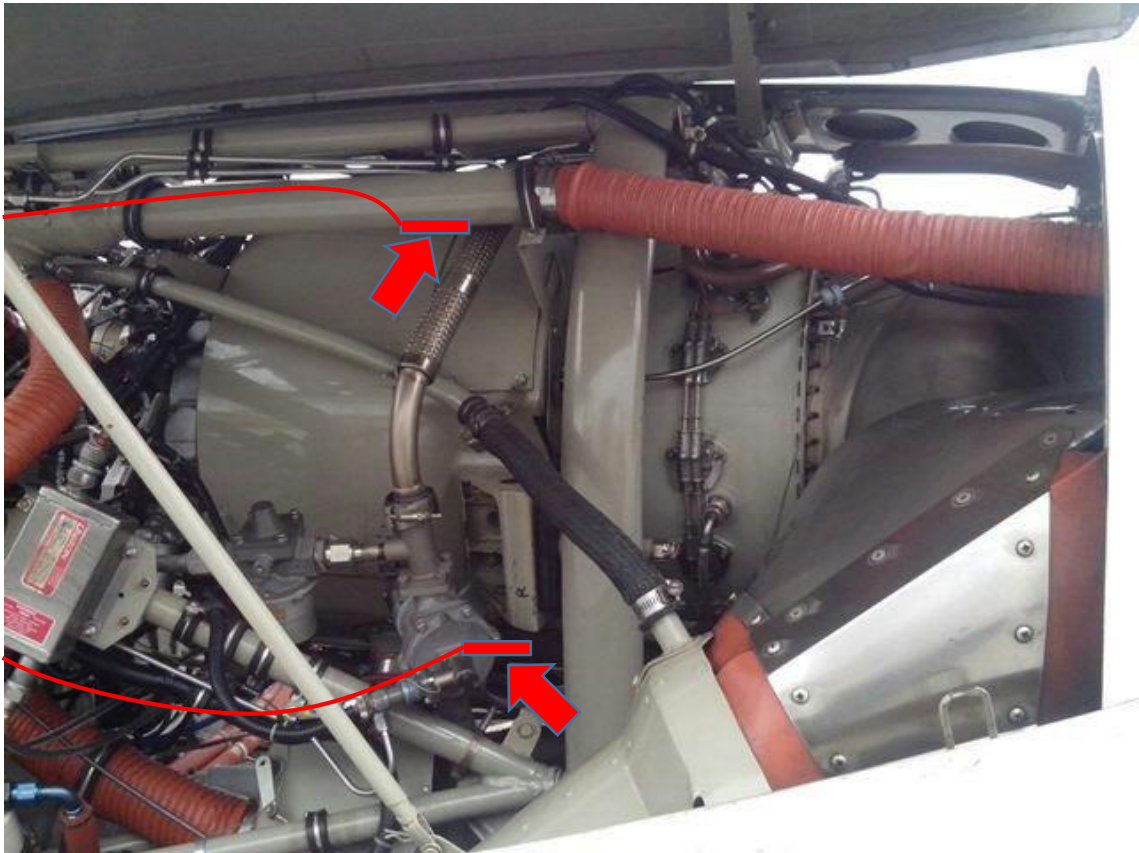


Fuente: Tomada por el autor en las instalaciones de antinarcóuticos de la policía nacional

La ubicación de los sensores y aspersores fueron definidos por el espacio permitido para su ubicación, además de tener en cuenta que se pueden ubicar de manera precisa, para poder censar correctamente el aumento de temperatura y que además los aspersores administren en el lugar adecuado el agente extintor.

Así se podrá extinguir el fuego presente en el incendio de manera completa antes de que se pueda propagar hasta la cabina y pueda provocar más daños en la aeronave y pueda cobrar vidas humanas.

Figura 8. Ubicaciones de los sensores en el Motor vista lateral izquierda.



Fuente: Tomada por el autor en las instalaciones de antinarcóticos de la policía nacional

Además no solo se pretende la instalación de 2 sensores en la parte superior del motor si no también dos en la parte inferior para dar una lectura más precisa así se contarán con 4 sensores de los cuales 2 serán los principales y los otros 2 en caso de falla de los principales, así mismo se instalara de la misma manera los aspersores.

En la ubicación de los sistemas de alarma y el interruptor se planteó en el panel de la aeronave en la parte superior uno para el piloto y el otro para el copiloto para que cualquiera de los dos pueda tener fácil acceso, el sistema de alarma visual será de color rojo con la palabra "fire engine" acompañado de un pitido lo cual complementaria la alarma visual el tamaño de las alarmas visuales serán de 2,5 cm por 2,5 cm el tamaño de las alarmas no está definido por ninguna parte de la legalidad que acoge al sistema de alarma por lo cual lo definiremos de este tamaño para que sea de fácil visibilidad, la ubicación de los contenedores se dará en la bodega de la aeronave en la parte del Cargo POD, para no ocupar tanto espacio gracias a su geometría cilíndrica serán contenedores de un peso de 5 lb(2267,96 g) cada uno con un volumen de 1157,12 lt (40,84 ft³) .

$$volumen = \frac{2267,96 \text{ g}}{1,96 \text{ g/lt}} = 1157,12 \text{ lt} \times \frac{0,0353 \text{ ft}^3}{1 \text{ lt}} = 40,84 \text{ ft}^3$$

Por lo cual está dentro de los márgenes admisibles de peso y volumen que permite el manual de la aeronave.

En cuanto a la ubicación total del sistema se divisara en los planos anexos

9. REQUERIMIENTOS LEGALES.

Se desarrollara el último objetivo específico que es “Analizar los requerimientos legales que se deben tener en cuenta para la implementación del sistema de protección de fuego en el cessna 208B” por lo cual nos basaremos en el Reglamento Aeronáutico de Colombia y la Federal Aviation Regulation.

Parte cuarta del Reglamentos Aeronáuticos de Colombia NORMAS DE AERONAVEGABILIDAD Y OPERACIÓN DE AERONAVES.²¹

- **Subparte A** normas generales de aeronavegabilidad y mantenimiento. Capítulo 1. Normas generales de mantenimiento preventivo, reconstrucción y alteración (4.1.10).²²
- **Apéndice A** Capítulo 1. Alteraciones mayores, reparaciones mayores y mantenimiento preventivo.
- **Apéndice B** Capítulo 1. Registros inspecciones, reparaciones y alteraciones.
- Código de aeronavegabilidad RAC parte novena, numeral 9.5.8.1

FEDERAL AVIATION REGULATION.

(Power plant fire protection)²³

- Zonas de fuego en el motor (FAR 25.1181)
- Componentes de transporte de fluidos de inflamables (FAR 25.1183)
- Líquidos inflamables (FAR 25.1185)
- Drenaje y ventilación de zonas de incendio (FAR 25.1187)
- Mamparos (FAR 25.1191)
- Sistemas de extinción de incendios (FAR 25.1195)
- Agentes extintores de incendios (FAR 25.1197)
- Contenedores del agente de extinción (FAR 25.1199)
- Materiales del sistema de extinción de incendios (FAR 25.1201)
- Sistema detector de fuego (FAR 25.1203)
- Cumplimiento (FAR 25.1207)
- Líneas, accesorios y componentes (FAR 27.1183)
- Fluidos inflamables (FAR 27.1185)

²¹ **Fuente:** Aeronáutica civil de Colombia parte cuarta normas de aeronavegabilidad y operación de aeronaves

²² **Ibid.**, p. 32,37,44

²³ **Fuente :** [en línea] (Power plant fire protection)

<http://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/> [citado en 22 de febrero de 2014]

- Ventilación y drenaje (FAR 27.1187)
- Medios de cierre (FAR 27.1189)
- Cortafuegos (FAR 27.1191)
- Carenado y cubierta del compartimiento del motor (FAR 27.1193)
- Otras superficies (FAR 27.1194)
- Sistema de detección de fuego (FAR 27.1195)

Realizando un análisis de toda la normatividad que aplica para la implantación del sistema de protección de fuego se debe tener en cuenta que se realizara una alteración estructural a la aeronave por lo cual debe estar dentro de los parámetros permitidos por la aeronáutica civil en donde también se establecerá los tiempos de mantenimiento y reparaciones al sistema según lo indique la casa fabricante, además de tener en cuenta que se aplicaran los componentes, materiales y procedimientos que son exigidos por Federal Aviation Regulation para el Sistema de protección de fuego.

- **Zonas de fuego en el motor (FAR 25.1181)**

Se aplicara de la siguiente manera:

En la sección de combustión.

- **Componentes de transporte de fluidos de inflamables (FAR 25.1183)**

Se aplicara de la siguiente manera:

Teniendo pleno conocimiento de cada línea que lleve fluido inflamable al motor estas deben estar en condiciones de resistir el fuego si llega a presentar, además de la ventilación y el drenaje de líneas en caso de fracaso y presencia de incendio.

- **Líquidos inflamables (FAR 25.1185)**

Se aplicara de la siguiente manera:

Los contenedores de líquidos inflamables deben estar fuera de la zona de posible presencia de fuego.

- **Drenaje y ventilación de zonas de incendio (FAR 25.1187)**

Se aplicara de la siguiente manera:

Debe realizar un drenaje completo de los fluidos y una ventilación total de los gases inflamables para evitar una posible presencia de fuego.

- **Mamparos (FAR 25.1191)**

Se aplicara de la siguiente manera:

La sección del motor debe estar aislada por la pared de protección de fuego dando la seguridad de que no se permitirá la propagación de fuego a otras partes del avión y que además debe estar protegida contra la corrosión.

- **Sistemas de extinción de incendios (FAR 25.1195)**

Se aplicara de la siguiente manera:

La zona propensa a incendios como lo es el motor debe estar provista por un sistema de extinción que debe estar en la capacidad de terminar completamente con la presencia de fuego para evitar la posibilidad de re-ignición, el agente extintor debe ser el adecuado para la zona designada.

- **Agentes extintores de incendios (FAR 25.1197)**

Se aplicara de la siguiente manera:

El agente extintor debe cumplir con el requerimiento de extinción del fuego producido por líquidos inflamables, además de que se deben realizar pruebas correspondientes para determinar que no hallan fugas del agente extintor y pueda llegar a presentarse concentraciones peligrosas para la tripulación.

- **Contenedores del agente de extinción (FAR 25.1199)**

Se aplicara de la siguiente manera:

Los recipientes deben contar con válvula de alivio para evitar excesivas presiones internas que puedan conllevar a la explosión del recipiente, las líneas de descarga deben estar bien ubicadas para evitar daños en la aeronave y que agentes externos como la formación de hielo puedan provocar obstrucción.

Se contara con indicadores de descarga para conocer el contenido total del agente extintor en los contendores, además de que deben de tener una adecuada ubicación para que no sufran alteraciones por el aumento o disminución excesiva de temperatura rangos del CO₂ (- 78,5 °C hasta 31,10°C)²⁴.

²⁴Fuente: DIOXIDO DE CARBONO [en línea]
<http://www.messergroup.com/pe/Archivos_PDF/Gases/Ficha_tecnica_CO2.pdf>

- **Materiales del sistema de extinción de incendios (FAR 25.1201)**

Se aplicara de la siguiente manera:

Los materiales seleccionados para cada componente en el compartimiento del motor debe ser aprueba de fuego y que no reaccione de manera inadecuada con el agente extintor.

- **Sistema detector de fuego (FAR 25.1203)**

Se aplicara de la siguiente manera:

Será ubicado en la cubierta del motor acompañado directamente del sistema extintor, estando en la capacidad de cumplir con una rápida detección de fuego, además debe ser capaz de soportar vibraciones, inercia y demás cargas que se presentan en operación.

Contará con sistemas de prueba para evitar falsas alarmas por corto circuito contando también con un sistema de información para avisar a la tripulación sobre la presencia de un incendio.

- **Cumplimiento (FAR 25.1207)**

Se aplicara de la siguiente manera:

Se deberá realizar pruebas con fuego a escala real y realizar un análisis si se está cumpliendo con requerimientos necesario.

- **Líneas, accesorios y componentes (FAR 27.1183)**

Aplica de la misma manera que (FAR 25.1183)

- **Fluidos inflamables (FAR 27.1185)**

Aplica de la misma manera que (FAR 25.1185)

- **Ventilación y drenaje (FAR 27.1187)**

Aplica de la misma manera que (FAR 25.1187)

- **Medios de cierre (FAR 27.1189)**

Se aplica de la siguiente manera:

Se contarán con medios efectivos de cierre de las líneas de fluidos inflamables pero que al mismo tiempo también permita de nuevo su paso, además de que

deben estar correctamente diseñadas para que funcionen de manera óptima frente a cualquier condición de incendio en el motor.

- **Cortafuegos (FAR 27.1191)**

Aplica de la misma manera que (FAR 25.1191)

- **Carenado y cubierta del compartimiento del motor (FAR 27.1193)**

Se aplica de la siguiente manera:

Las cubiertas y compartimientos donde se encuentra ubicado el motor debe estar en la capacidad de soportar las vibraciones, inercia y demás cargas que estén presentes durante la operación de la aeronave.

Contará con la posibilidad de permitir el fácil drenaje de fluidos que puedan provocar un incendio, además de que la cubierta tendrá que ser resistente a las altas temperaturas de un incendio.

- **Otras superficies (FAR 27.1194)**

Se aplica de la siguiente manera:

Todas las superficies que estén cerca de la presencia de calor o chispas deben de ser capaces de soportar al menos un incendio.

- **Sistema de detección de fuego (FAR 27.1195)**

Se aplica de la siguiente manera:

Tendrá que tener obligatoriamente un sistema eficaz y preciso que advierta al piloto de la presencia de fuego en el motor ya que no siempre se podrá observar fácilmente desde la cabina.

10. CONCLUSIONES

- a)** Al recolectar información acerca del sistema de protección de fuego y realizar un análisis sobre su funcionamiento se puede afirmar que es viable su implementación en el motor del cessna 208B y que será eficaz al momento de su activación aclarando que se deben realizar pequeñas modificaciones en el aérea de los contenedores, lo cuales no serán esféricos si no cilíndricos para poder aprovechar el espacio de las bodegas de la aeronave teniendo claridad que la geometría del contenedor no afectara el desempeño del sistema.
- b)** Analizando detalladamente la aeronave junto con sus limitaciones del motor basándonos en la información del manual y estructurales basándonos en los planos podemos concluir que la adaptación del sistema de protección de fuego puede ser realizada de manera satisfactoria a la estructura de la aeronave sin comprometer su integridad y que al momento de la adaptación del sistema de información en la cabina será de fácil reconocimiento y activación por parte de la tripulación al mando.
- c)** Al implementar este sistema en la aeronave cessna 208B encontraremos pautas legales que facilitaran el proceso de aplicación y mantenimiento del sistema guiando de manera óptima en el paso técnico de su adaptación gracias a la información del manejo de materiales y componentes adecuados que deben ser eficaces en el momento de la presencia de fuego además de no tener un alto impacto en el medio ambiente.

11. RECOMENDACIONES

- a)** Al momento de elegir el componente extintor se recomienda el CO₂ ya que es un componente capaz de extinguir la clase de incendios presentes en el motor además de ser un agente de fácil limpieza y que no provoca daños a la estructura de la aeronave como corrosión o desgaste ni a los demás componentes presentes en el área de extinción, además de estar permitido legalmente por no causar tanto daño a la capa de ozono.
- b)** En la selección de los contenedores para el componente extintor se recomienda que sean de forma cilíndrica ya que permiten una más fácil ubicación y no ocupara demasiado espacio en el lugar que sean ubicados, preferiblemente que estos contenedores con el agente extintor incluido tengan un peso de entre 20kg a 30 kg ambos.
- c)** Debido a que los recipientes del componente extintor estarán ubicado en la primera bodega de la aeronave se recomienda no utilizar esta bodega para el almacenaje de carga, ya que con el peso presente de los recipientes extintores y los componentes en el motor aumentan el peso en la parte delantera del C.G por lo cual la idea es nivelarlo con el peso de carga en la demás bodegas ocupando el peso establecido por el manual en la sección de peso y balance.
- d)** Se recomienda que todo proceso de adaptación del sistema y mantenimiento que se le sea realizado esta bajo la normatividad que acoge al sistema, para que de esta manera mantenga la integridad de la aeronave y el óptimo funcionamiento del sistema.

INFOGRAFÍA

- Aeronáutica civil de Colombia parte cuarta normas de aeronavegabilidad y operación de aeronaves.
- _____. Pág. 32.
- _____. Pág. 37.
- _____. Pág. 44.
- Cessna 208 Caravan, diseño y desarrollo de variantes, operadores, especificaciones [en línea] <http://centrodeartigos.com/articulos-noticias-consejos/article_139457.html> [citado en 27 de noviembre de 2013].
- Manual Cessna 208B. Planos superior y frontal de la aeronave Cessna 208. Pág. 15.
- _____. Tabla Limitaciones de velocidad aerodinámica. Pág. 44.
- _____. Tabla limitaciones de la planta de energía y límites del funcionamiento del motor Pág. 48.
- _____. Tabla de limitaciones del combustible Pág. 64.
- _____. Especificaciones técnicas del motor. Pág. 424
- [en línea] < <http://www.pwc.ca/en/engines/pt6a> >
- [en línea] < <http://www.ing.unlp.edu.ar/cys/DI/termocuplas.pdf> >
- DIOXIDO DE CARBONO [en línea] <http://www.messergroup.com/pe/Archivos_PDF/Gases/Ficha_tecnica_CO2.pdf>
- fire protection system [en línea] https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_Ch17.pdf>
- International Aircraft Systems Fire Protection Working Group [en línea] < <https://www.fire.tc.faa.gov/systems.asp> >

- Metodología de la investigación. [en línea]
<http://catarina.udlap.mx/u_dl_a/tales/documentos/lad/arenas_m_a/capitulo3.pdf>
- Motores de turbina de gas a. g. Rivas 15.20 marzo 2003. [en línea]
<<http://www.google.com.co/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&ved=0CC8QFjAB&url=http%3A%2F%2Fkimerius.com%2Fapp%2Fdownload%2F5780664576%2FSistemas%2Bantifuego.pdf&ei=HQslUtW2NuLFsATb9oHoCA&usg=AFQjCNHP0Mxe7MA1ISmisjdmxZko-sl6eA&bvm=bv.51495398,d.cWc&cad=rja>>
- Power plant fire protection [en línea]
<http://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/>
- Sustitutos y alternativas para los halones de extinción [en línea] <
http://www.insht.es/InshtWeb/Contenidos/Documentacion/FichasTecnicas/NTP/Ficheros/601a700/ntp_666.pdf>
- Técnicas cualitativas de investigación social [en línea]<
http://ocw.uv.es/ciencias-sociales-y-juridicas/tecnicas-cualitativas-de-investigacion-social/tema_6_investigacion_documental.pdf>